

不同应急着陆姿态下典型翼身融合机体坠撞响应分析

解江¹ 程斯午未² 何俊龙³ 石膏鹏¹

(1. 中国民航大学 科技创新研究院, 天津 300300)

(2. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

(3. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘要:【目的】为了研究不同应急着陆姿态下翼身融合民机结构响应,建立了全尺寸翼身融合飞机有限元模型,该模型涵盖了飞机主要的结构组件,包括隔框、长桁、货舱地板、客舱地板、立柱和机身肋板等。【方法】在 0° 、 $+3^\circ$ 、 $+6^\circ$ 、 $+9^\circ$ 以及 $+12^\circ$ 俯仰角工况下进行了数值模拟研究,重点分析了不同工况下客舱空间保持情况、座椅导轨处的加速度载荷以及主要承力结构的冲击特性。【结果】结果表明,升力体机身在不同工况下客舱区域均基本保持完整,可生存空间得到保持;翼身融合构型民机在坠撞时产生的加速度载荷较高,坠撞姿态对于乘员受载有着显著的影响,尾部非增压区域先触地能够有效减轻乘客在坠撞事件中所承受的加速度载荷,靠近中央过道处的加速度载荷要大于机身两侧;结构吸能方面,隔框的吸能占比最高,其次是货舱地板及其支撑件。

关键词: 翼身融合; 适坠性; 破坏模式; 加速度响应; 数值仿真

中图分类号: V221.2 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2026.07.019

0 引言

随着飞机设计和制造技术不断地发展和创新,对未来民机在经济性、环保性上的标准日益提升,过去几十年里,飞机燃油效率的提高主要得益于新材料的应用、发动机技术的革新以及结构设计的优化。翼身融合(Blended-Wing-Body, BWB)飞机是将机身和机翼整合在一起的一种新型飞机设计方案,相比传统的管翼飞机设计,翼身融合构型具有质量轻、空气动力学效率高、舒适性好、噪音低等诸多优势^[1-8],因此,成为下一代民机设计的主要方案之一。但同时,新构型在客舱安全方面带来了新的挑战。民机适航条款要求应急着陆时通过机身结构保护乘员安全,飞机适坠性^[9-15]是指在坠撞过程中,机体结构、座椅系统等应具有保护乘员安全、尽可能减少致命伤害的能力。对于新构型飞机的适航审定,适航当局要求其证明至少具有与现有传统客机相当的安全水平,在这种情况下,BWB飞机必须证明在应急着陆时具有足够的坠撞安全水平。现有规章针对管翼飞机的特点,选择在垂向坠撞条件下进行适坠性验证试验,对于BWB民机,坠撞的验证工况尚未明确。同时,与管翼构型飞机不同的是,BWB由于受气动外形的约束,机体后部的空间

无法满足装载乘客的要求,因此其客舱布置较为靠前,这种新的设计特征给BWB飞机的应急着陆带来了新的影响。

国内外开展了大量的传统圆形截面机身适坠性试验与仿真研究工作。自20世纪70年代至今,欧美进行坠撞试验的机型有波音707^[16-17]、波音720^[18-19]、波音737^[20-21]、波音787^[22]等。国内则在2019年首次完成了大型运输类飞机机身框段坠撞试验^[23],并以仿真的形式,研究了不同地面形式对于机身结构坠撞响应特性的影响^[24]。由于进行试验的成本较高,对于整机级别,目前多采用仿真的形式进行适坠性评估。

美国航空航天局于1998年首先提出了一款800座级的翼身融合(BWB)民用飞机设计方案^[25],并主导了N+系列BWB飞机的研究和开发^[26],在该系列的发展过程中,飞机的座级数逐渐减少至200~300座级。欧洲则是由空客公司为核心,联合多个研发机构开展了超高效大型飞行器(Very Efficient Large Aircraft, VELA)项目^[27],共发展了3种方案,最终优化整合成VELA3型号。德国宇航中心(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR)在2015年以VELA3的结构作为基础框架,开展了翼身融合飞机的坠撞响应仿真研究^[28],初步分析了结构变形模式,并对高受载部

收稿日期: 2024-10-22 修回日期: 2025-01-08

基金项目: 国家重点研发计划(2022YFB4301000)

作者简介: 解江,男,1982年生,天津人,博士,教授;主要研究方向为航空器坠撞安全与乘员保护适航审定技术; E-mail: xiejjiang5@126.com。

引用格式: 解江,程斯午未,何俊龙,等. 不同应急着陆姿态下典型翼身融合机体坠撞响应分析[J]. 机械强度,2026,48(7):166-175.

Xie Jiang, Cheng Siwuwei, He Junlong, et al. Analysis of crash response of a typical blended wing body aircraft under various emergency landing attitudes[J]. Journal of Mechanical Strength, 2026, 48(7): 166-175.



免费获取

件进行了识别。

总体而言,目前针对传统圆截面机身结构的适坠性研究较为深入,在可生存坠撞中,可以为乘员提供足够的保护,而对于翼身融合非圆截面机身结构的坠撞响应研究较少,特别是没有讨论应急着陆情况下翼身融合飞机的着陆姿态对乘员安全的影响。本文针对翼身融合民用飞机,基于 Ls-Dyna 有限元仿真软件,建立了全尺寸 BWB 飞机有限元模型,采用非线性显式有限元方法,在 0° 、 $+3^\circ$ 、 $+6^\circ$ 、 $+9^\circ$ 、 $+12^\circ$ 俯仰角工况下,研究了翼身融合民机机身结构的变形失效模式、座椅导轨处的加速度载荷以及主要承力结构的吸能特性,并评估了不同姿态下可生存空间的保持和乘员所承受的载荷大小。研究成果为针对 BWB 民机适坠性的适航要求制定、结构抗坠撞优化设计和应急着陆情况下 BWB 的姿态选择提供参考。

1 翼身融合民机全尺寸有限元模型

1.1 几何模型

在“翼身融合民用飞机安全性与适航技术”国家重点研发计划中,中国民航大学对一款 375 座级翼身融合民用飞机开展了概念设计工作,如图 1 所示。该飞机总长度为 30 m,其中客舱区域长 22 m,翼展达 49 m,机体最大高度为 4.5 m。采用全经济舱布局下,该机型的最大载客量可达到 378 人。主要承力结构包括蒙皮、隔框、长桁、货舱地板及其组件、客舱地板及立柱、机身肋板、座椅导轨、翼肋、翼梁以及非增压区壁板。其中,机身肋板结构为纵向加强件,应对 BWB 升力体机身所承受的增压载荷和飞行载荷带来的弯矩。机身框形状为“C”形,桁条形状为“L”字形,客舱立柱及机身肋板为“C”形、座椅导轨为“工”字形。本研究基于此模型开展。

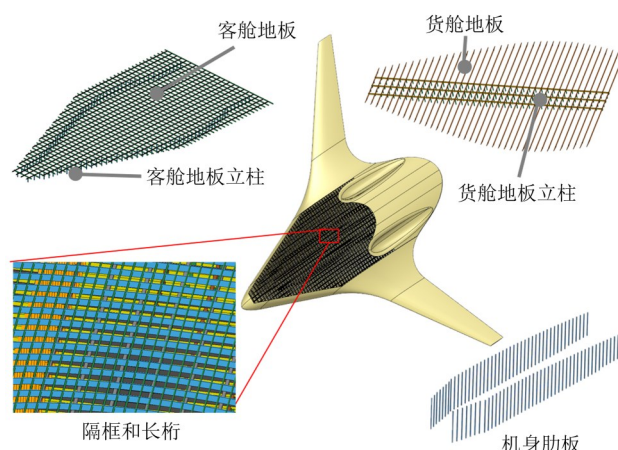


图 1 翼身融合民机几何模型

Fig. 1 Geometric model of the blended wing body civil aircraft

1.2 材料模型

铝合金 (Aluminum, AL) 由于卓越的综合性能和优异的加工特性,广泛应用于飞机的蒙皮、翼梁、桁条、起落架等关键结构部件。由于翼身融合飞机结构件具有复杂曲面的特点,AL 在 BWB 构型上展现出巨大的应用潜力。AL-2024 拥有优越的抗疲劳性能,广泛用于飞机的蒙皮及客舱地板等部位,而 AL-7075 具有较高强度,主要应用在支撑柱、机身框上。材料模型采用双线性弹塑性本构模型,利用 Ls-Dyna 软件, MAT24 号材料卡片进行建模,该卡片使用 2 种斜率的线段来分别表示材料弹性和塑性阶段的应力、应变关系,其本构方程可表示为

$$\sigma_t = \sigma_0 + \beta E_p \varepsilon_p^{\text{eff}} \quad (1)$$

式中, σ_t 为屈服应力; σ_0 为初始屈服应力; $\varepsilon_p^{\text{eff}}$ 为等效塑性应变; β 为硬化参数; E_p 为塑性硬化模量, 定义为 $E_p = \frac{E_{\text{tan}} E}{E - E_{\text{tan}}}$, E_{tan} 为切线模量。材料的基本性能参数如表 1 所示^[29]。

表 1 材料性能参数

Tab. 1 Parameters of the material property

材料	应用部件	密度 $\rho / (\text{kg/mm}^3)$	弹性模量 E / GPa	泊松比 ν	屈服应力 σ_t / GPa	失效应变 ε
2024-T42	客舱地板	2 670	72.4	0.33	0.275	0.18
2099-T83	长桁	2 630	78.6	0.31	0.475	0.10
2024-T3	蒙皮	2 670	72.4	0.33	0.324	0.16
2196-T8511	货舱地板	2 630	76.5	0.31	0.510	0.10
7075-T7351	机身框、立柱	2 700	72.4	0.33	0.623	0.10

1.3 有限元模型

为了建立全尺寸翼身融合飞机的有限元模型,对几何模型进行简化处理^[30-31],真实飞机结构中存在大量铆接或螺栓连接,对于整机级的坠撞仿真研究来说,考虑连接结构会使得计算成本过高,本研究采用共节点的方式,如图 2 所示,不考虑连接件的失效所造

成的影响。为了平衡计算的精度以及时间成本,选择单元尺寸为 30~50 mm,对预计产生大变形的区域(货舱下部结构)进行网格细化处理。建立了刚性地面,约束了其 6 个方向的自由度。模型采用 Belytschko-Tsay 壳单元进行建模,厚度方向设置有 2 个高斯积分点,默认沙漏系数为 0.1。飞机各部件之间的接触类型采用

CONTANT_AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE 以防止穿透,静摩擦因数和动摩擦因数分别设为 0.2 和 0.1,以模拟飞机结构部件在碰撞过程中相互接触或自接触的摩擦效果。机身与刚性地面之间设置为面面接触 AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE,并添加了重力场。最终建立的全尺寸翼身融合有限元模型共包含壳单元 740 647 个,节点总数为 889 452,机身模型总质量为 89 863 kg。有限元模型如图 3 所示。

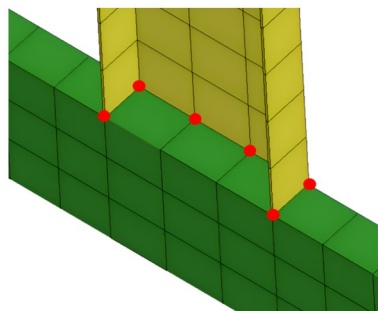


图 2 共节点连接方式

Fig. 2 Shared-node connection method

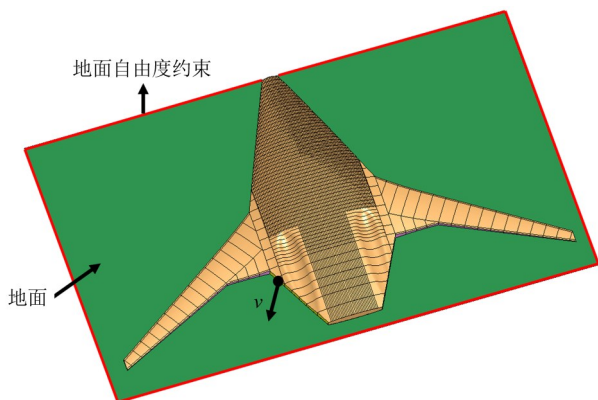


图 3 有限元模型

Fig. 3 Finite element model

加速度计可测量座椅导轨处的加速度时间曲线,用于评估乘员伤害。共在客舱 8 个位置布置了加速度计,研究加速度载荷沿横向和纵向的分布情况。其中 A_1 、 A_2 位于客舱前部, A_3 、 A_4 、 A_5 位于客舱中部, A_6 、 A_7 、 A_8 位于客舱尾部,如图 4 所示。

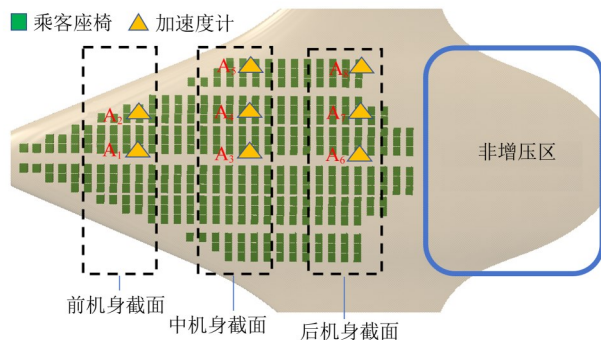


图 4 加速度计分布

Fig. 4 Accelerometers distribution

2 坠撞工况的确定

在飞机坠撞过程中,垂直方向的动能主要通过机身下部结构的压缩、变形、断裂等形式耗散,而水平方向的动能多由机身与地面的摩擦耗散,所以研究中垂向速度的选择尤为重要,而水平方向的速度通常不予考虑。运输类飞机坠撞与水上迫降工作组^[32](Transport Aircraft Crashworthiness and Ditching Working Group, TACDWG)于 2018 年对宽体客机的坠撞事故进行了统计分析,给出了垂向冲击速度与事故占比的关系,如图 5 所示。图中橙色线代表起落架正常放下的飞机触地速度,绿色线为减去起落架吸能后的机身部分的触地速度。由图 5 可知,位于红色圆圈圈出的区域,速度约为 9.14 m/s,约 90% 以下的事故,冲击速度在 9.14 m/s 以下,超过 9.14 m/s 的冲击速度并不能显著提升涵盖的事故数量,但会显著增加仿真计算量,因此选取的垂向撞击速度为 9.14 m/s。

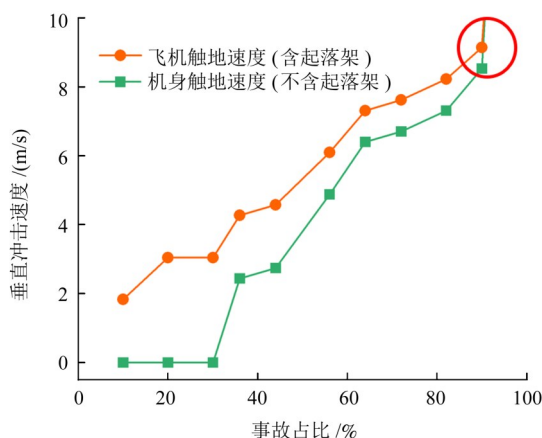


图 5 垂向冲击速度与事故占比的关系

Fig. 5 Relationship between vertical impact velocity and the proportion of accidents

在 2012 年至 2022 年,美国国家运输安全委员会(National Transportation Safety Board, NTSB)发布的 14 份航空事故报告中,均记录了事故俯仰角数据。在这 14 起事故中,共 7 起属于可生存事故;其中 6 起可生存事故的俯仰角处于 $\pm 10^\circ$ 区间,仅 1 起可生存事故俯仰角达到 $+12^\circ$ 。由图 4 可知,由于 BWB 机身后部的空间无法满足装载乘客的要求,存在大面积的非增压区域,仰角姿态下迫降地面时,机体尾部将承受第 1 次冲击载荷,能够增大乘员生还的可能性。因此,本研究选取俯仰角为 0° 、 $+3^\circ$ 、 $+6^\circ$ 、 $+9^\circ$ 、 $+12^\circ$ 的工况,研究其坠撞响应特性。

3 不同工况适坠性分析

3.1 可生存空间保持

图 6 所示为俯仰角为 0° 、 $+3^\circ$ 、 $+6^\circ$ 、 $+9^\circ$ 、 $+12^\circ$ 工况下,初始时刻飞机的姿态图,图 7 所示为 5 种姿态下,

前机身截面、中机身截面、后机身截面在各自加速度峰值时刻的变形、应力云图。

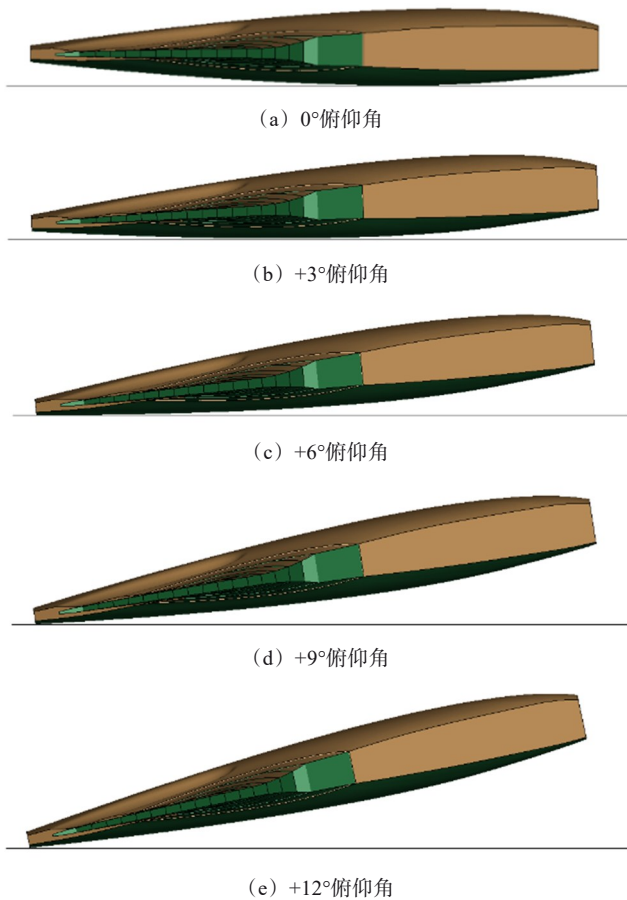
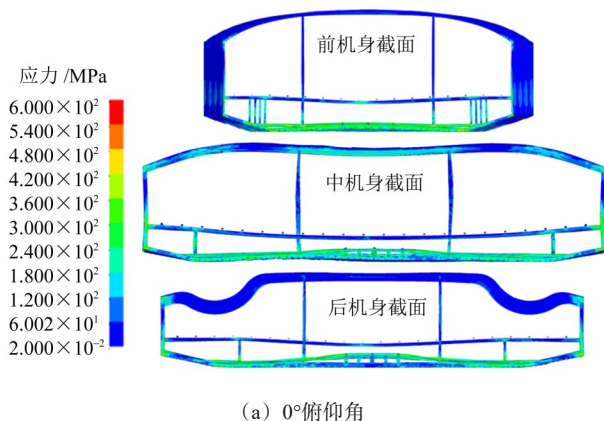


图 6 飞机在不同俯仰角下初始姿态

Fig. 6 Initial attitude of the aircraft at different pitch angles

由图 7 可知, BWB 机身结构在不同工况下的变形破坏模式相似, 结构的破坏主要集中于货舱下部区域。受到冲击载荷时, 蒙皮率先发生褶皱, 随后隔框向上凸起, 货舱支撑结构压缩变形, 而客舱立柱未出现明显的屈服现象, 也未贯穿客舱地板, 客舱总变形量不超过 15%, 维持了可生存空间。与传统管翼构型飞机相比, BWB 的升力体机身使得其结构完整性更好, 不易发生客舱区域的完全断裂, 在不同工况下, 客舱空间始终保持完整。



(a) 0°俯仰角

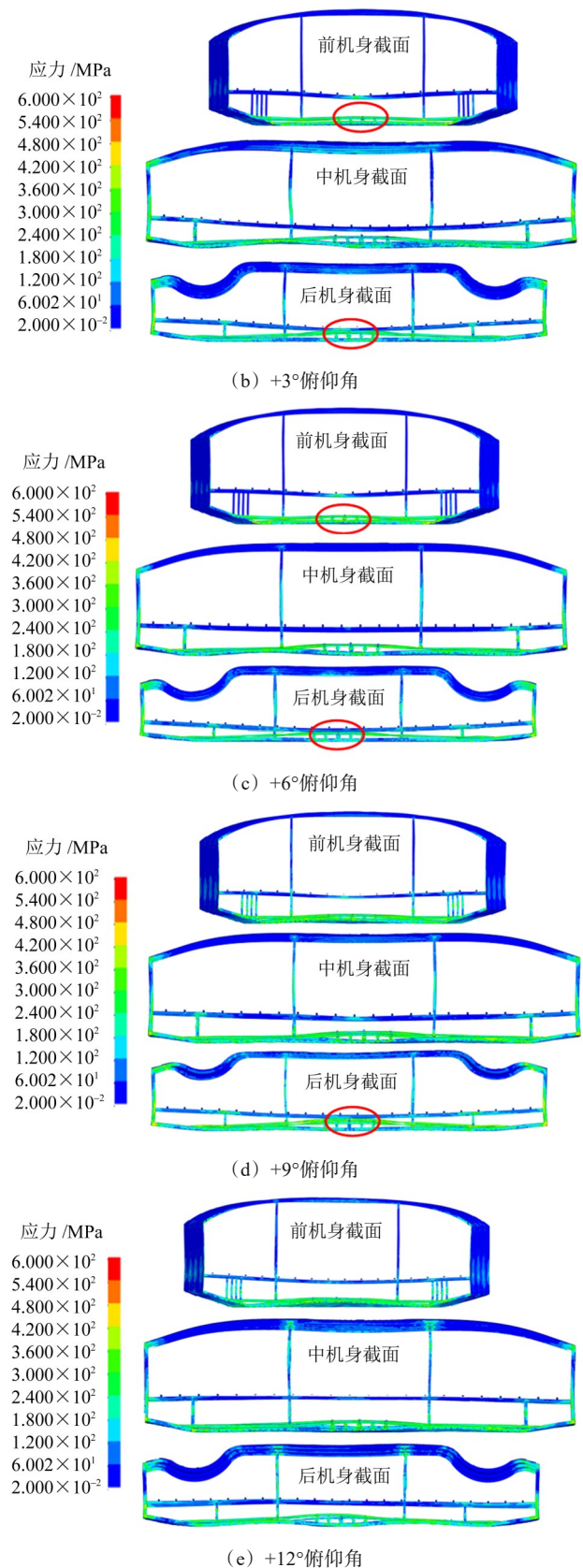


图 7 不同机身截面的变形和应力分布

Fig. 7 Deformation and stress distribution of different fuselage section

对于机身前部区域, 货舱下部结构在坠撞过程中发生了较为彻底的压溃, 其中+3°、+6°工况下, 用红色圆圈圈出的货舱立柱部分仍有继续压溃、吸能的潜

力。客舱横、纵梁在中部位置变形较大,产生了较大的挠度,在 0° 、 $+9^\circ$ 、 $+12^\circ$ 工况下,客舱立柱位置应力较大,有断裂风险。需要对该部分结构进行加强,防止坠撞过程中客舱地板的塌陷。

对于机身中部区域,此部分刚度较大,货舱立柱未发生足够的压溃,在未来的BWB货舱结构设计中,可将货舱支撑结构件分散布置。不同工况下,客舱立柱和机身肋板下部区域均显示出较大的应力,应考虑对其进行加强。

对于机身后部区域,受到气动外形的约束,客舱地板下部的压溃距离较短,压溃空间变少,在 $+3^\circ$ 、 $+6^\circ$ 、 $+9^\circ$ 工况下,红色圆圈圈出的货舱结构向上凸起变形,有贯穿客舱地板的风险,货舱立柱也并未很好地实现压溃吸能。考虑到应急着陆事件,后机身区域的货舱下部结构是BWB适坠性设计的重点区域。

3.2 座椅导轨加速度载荷

座椅导轨的加速度响应特性是评估飞机适坠性的一项重要指标,由航空坠撞事故统计分析及机身框段坠撞试验可知,过大的撞击力会导致加速度过载,是造成乘员伤亡的主要原因。需要说明的是,在真实飞机结构中,大量的铆钉和连接件的变形和失效会吸收相当部分的冲击动能,本文由于用节点融合的方法模拟连接件,使其刚度和强度较大,导致整体模型得到的加速度数值偏高。

图8所示为在不同坠撞姿态下,客舱各位置所经历的加速度峰值载荷情况。相较于传统管翼构型飞机^[33],翼身融合升力体机身在坠撞工况下加速度峰值有所提高。由图8可知,客舱中 A_1 、 A_2 、 A_3 、 A_4 、 A_5 、 A_6 位置,在 $+6^\circ$ 工况下的加速度峰值载荷最低,而 A_7 、 A_8 位置分别是在 $+9^\circ$ 和 $+12^\circ$ 工况下,加速度峰值载荷最低。在 $+6^\circ$ 工况下, A_7 位置的峰值载荷为 $42g$ ($g=9.8\text{ m/s}^2$),略高于 0° 工况的 $37g$,在 A_8 位置,两者加速度峰值相等,为 $29g$,其余位置 $+6^\circ$ 工况的峰值载荷均低于 0° 工况,且峰值载荷降低幅度较大。在 $+9^\circ$ 工况下, A_1 位置的峰值载荷为 $55g$,高于 0° 工况的 $47g$,其余位置 $+9^\circ$ 工况的峰值载荷均低于 0° 工况,但峰值载荷降低幅度不如 $+6^\circ$ 工况显著。在 $+3^\circ$ 工况下,客舱中前部 A_1 、 A_2 、 A_3 、 A_5 位置,峰值载荷低于 0° 工况,而在客舱尾部的 A_6 、 A_7 、 A_8 位置,峰值载荷高于 0° 工况。

靠近客舱尾部的 A_6 、 A_7 、 A_8 位置,与客舱中前部的 A_1 、 A_2 、 A_3 、 A_4 、 A_5 位置相比,峰值载荷均值也有所降低。客舱尾部的 A_6 位置,不同工况的峰值载荷均值为 $36.8g$,低于 A_1 、 A_3 位置的均值 $44.8g$ 、 $45.8g$; A_7 位置均

值为 $37g$,低于 A_2 、 A_4 位置的均值 $40.2g$ 、 $39.4g$; A_8 位置均值为 $28.6g$,低于 A_5 位置处的均值 $33.6g$ 。

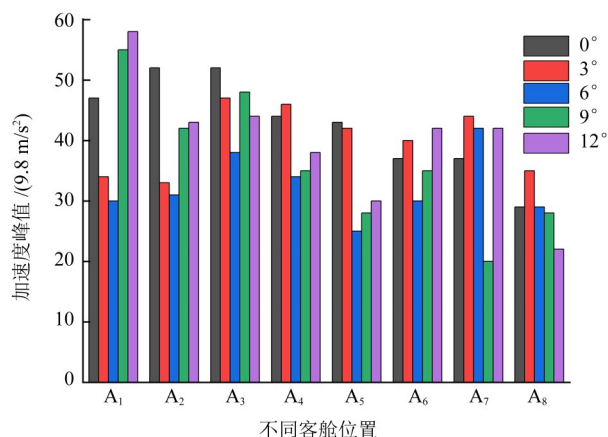


图8 不同客舱位置的加速度峰值变化

Fig. 8 Variations in peak acceleration at different cabin locations

仅考虑峰值载荷,无法准确评估伤害的具体水平,在20世纪50年代,Eiband^[34]通过收集志愿者和动物测试数据,开发了一种较为全面的方法来评估乘员伤害,这种方法考虑了加速度脉冲大小及其持续时间,将伤害分为3个区域:人体损伤安全区域、严重但可接受区域和严重且不可接受区域。

加速度时间曲线与Eiband图的转化过程如图9所示,Eiband图中曲线起始点的纵坐标为加速度峰值大小,其余点的纵坐标为各加速度数值,横坐标为超过此加速度数值的累计时间。

图10所示为不同工况下的加速度时间历程曲线和Eiband图。图10(a)所示为 0° 工况下,8个客舱位置的加速度响应情况。此工况下机身中部位置先触地,碰撞区域由机身中部向两侧扩散。客舱各位置的加速度峰值时刻接近,最大加速度载荷在 $0.07\sim 0.15\text{ s}$ 内产生。位于客舱中前部中央过道处的 A_1 、 A_3 位置,将首先承受碰撞载荷,乘员伤害部分位于不可接受区域,其余客舱位置乘员伤害均位于可接受区域和安全区域。

图10(b)所示为 $+3^\circ$ 工况下的响应情况。由于存在 3° 的仰角,机身后部区域将首先承受撞击载荷,与 0° 工况相比,客舱尾部的 A_6 、 A_7 、 A_8 位置加速峰值时刻提前,载荷变大。此工况下,8个客舱位置的乘员伤害均位于可接受区域和安全区域,但 A_4 位置的乘员伤害离不可接受区域较近。

图10(c)所示为 $+6^\circ$ 工况下的响应情况。随着俯仰角的增大,客舱加速度峰值时刻整体推迟。与其他工况相比,在 $+6^\circ$ 工况下,乘员伤害水平整体较低,位于可接受区域和安全区域,且离不可接受区域较远。

图10(d)所示为 $+9^\circ$ 工况下的响应情况。由于机

体后部非增压区结构先触地吸收了第1次碰撞产生的载荷,而前机身在重力的作用下向下运动,与地面发生二次碰撞,随着俯仰角的增大,前机身距离地面的高度变高,第2次碰撞的速度会变大,所以此工况下客舱前部位置的加速度载荷较高,前部的 A_1 位置乘员伤害位于不可接受区域,客舱尾部位置的加速度载荷较

低,尾部的 A_6 、 A_7 、 A_8 位置乘员伤害稳定位于可接受区域和安全区域。

图10(e)所示为 $+12^\circ$ 工况下的响应情况。与 $+9^\circ$ 工况类似,客舱前部 A_1 位置乘员伤害位于不可接受区域,而客舱中、后部位置乘员伤害稳定位于可接受区域和安全区域。

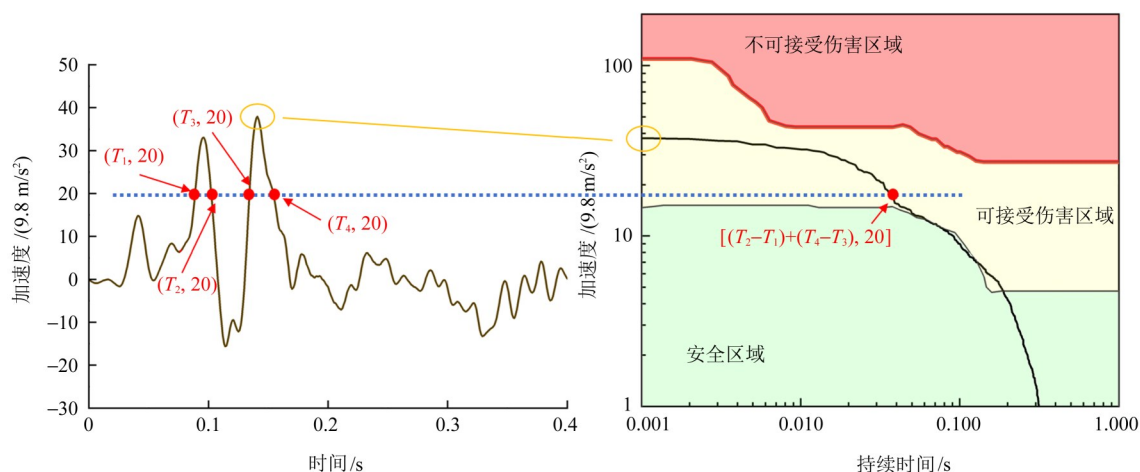
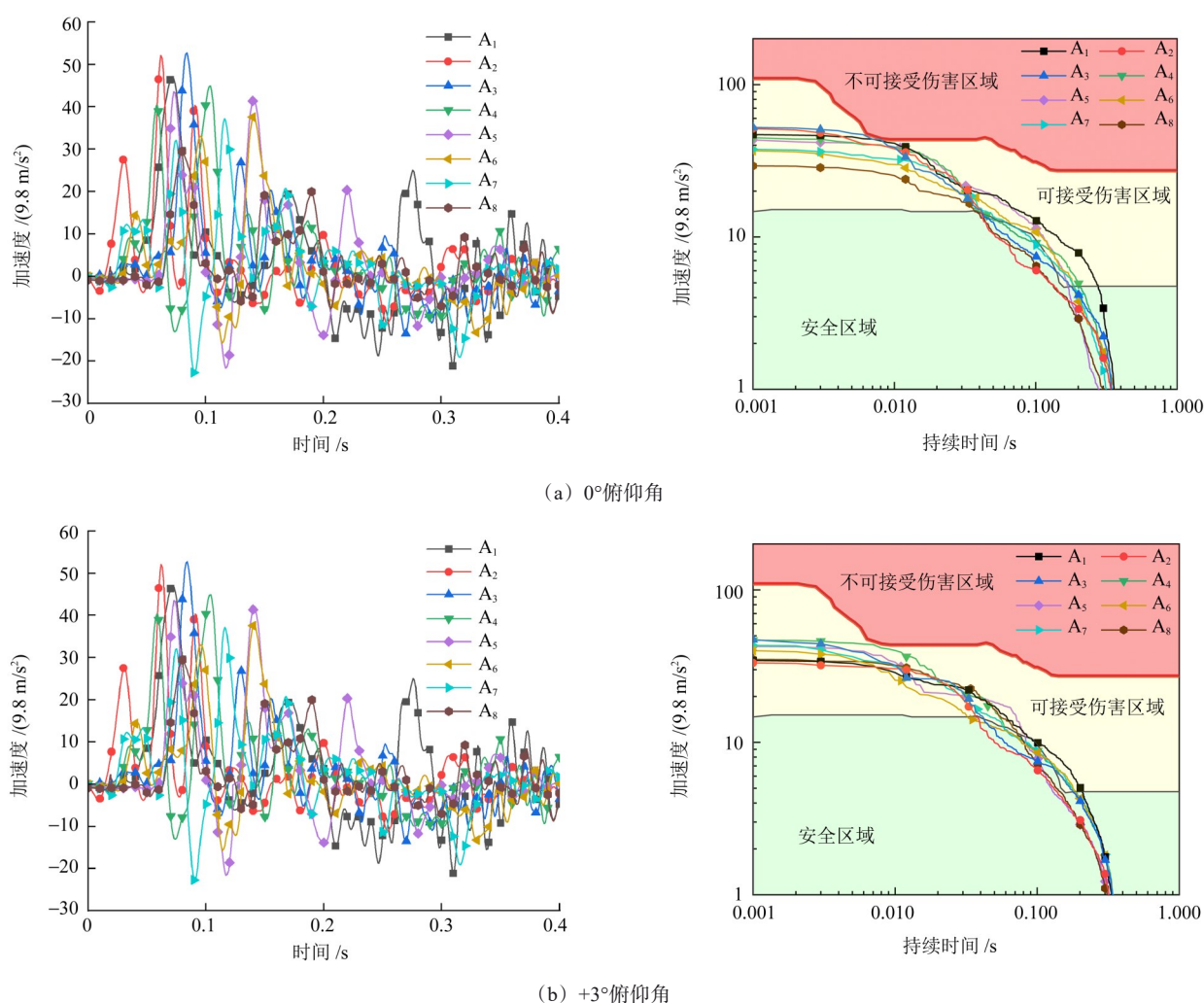


图9 Eiband图实现过程

Fig. 9 Implementation process of the Eiband diagram



(b) $+3^\circ$ 俯仰角

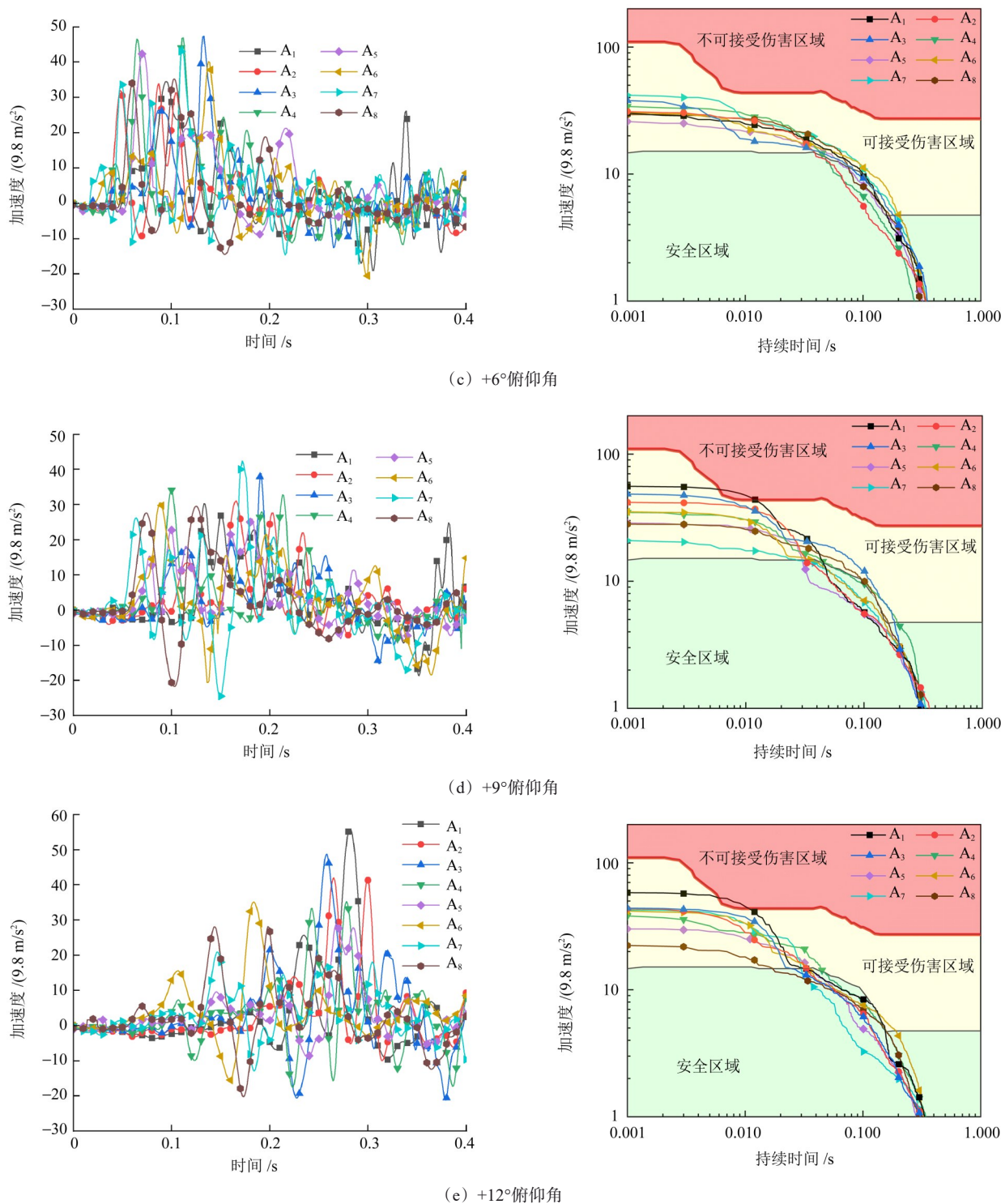


图 10 不同坠撞姿态下座椅导轨的加速度响应情况

Fig. 10 Acceleration response of the seat track under different impact postures

从乘员伤害评估中可以发现,在 0° 、 $+9^\circ$ 、 $+12^\circ$ 工况下,均有位置处于不可接受伤害区域,而 $+3^\circ$ 、 $+6^\circ$ 工况下,所有位置的乘员伤害均位于可接受和安全区域,且 $+6^\circ$ 工况下乘员所受加速度峰值载荷更低。

这些结果表明,迫降过程中,适度的仰角能够有效减轻乘客在坠撞事件中所承受的加速度载荷,较小的仰角会使得客舱尾部乘客所经受的载荷变大,而较大的仰角使得中前部机身距离地面的高度变高,二次

冲击载荷变大。整体来看,在 $+6^\circ$ 工况下整体载荷较低,而 0° 工况下整体载荷较高,工况较为严酷,在未来的适航审定过程中,此工况可作为一种潜在的适坠性验证工况。

4 机身结构吸能特性

图 11 所示为在冲击过程中,BWB 机身主要部件包括机身隔框、货舱地板(货舱地板横、纵梁及其支撑

件)、机身肋板、蒙皮、长桁、非增压区壁板的能量吸收占比。与传统管翼构型飞机一致,机身隔框是最主要的吸能结构,不同工况下,其吸能占比最低为38.7%,最高达到了46.5%;其次是货舱地板及组件,由于翼身融合飞机的机身较宽,使得货舱地板结构起到了更重要的吸能作用,其吸能占比最高达到了23.8%;坠撞过程中,蒙皮首先与地面接触,随着俯仰角度数的增加,机身后部蒙皮和前部蒙皮褶皱变形更为显著,这使得其能量吸收占比有所提升,而蒙皮在高应变率

下难以将冲击能量稳定传递给隔框,这导致隔框的吸能占比有下降的趋势;机身肋板是支撑翼身融合机身的重要承力结构,主要承受垂直方向的拉压载荷,其吸能占比最高达到了7.9%,鉴于机身肋板是BWB结构的新特点且垂向布置,具有一定可设计的潜力。与无俯仰角的工况对比,随着俯仰角的增大,机体后部非增压区与地面的接触更为充分,使得后部的壁板结构吸能更彻底,吸能占比随之提升,在+3°到+6°工况的提升幅度最大,提升了3.7%。

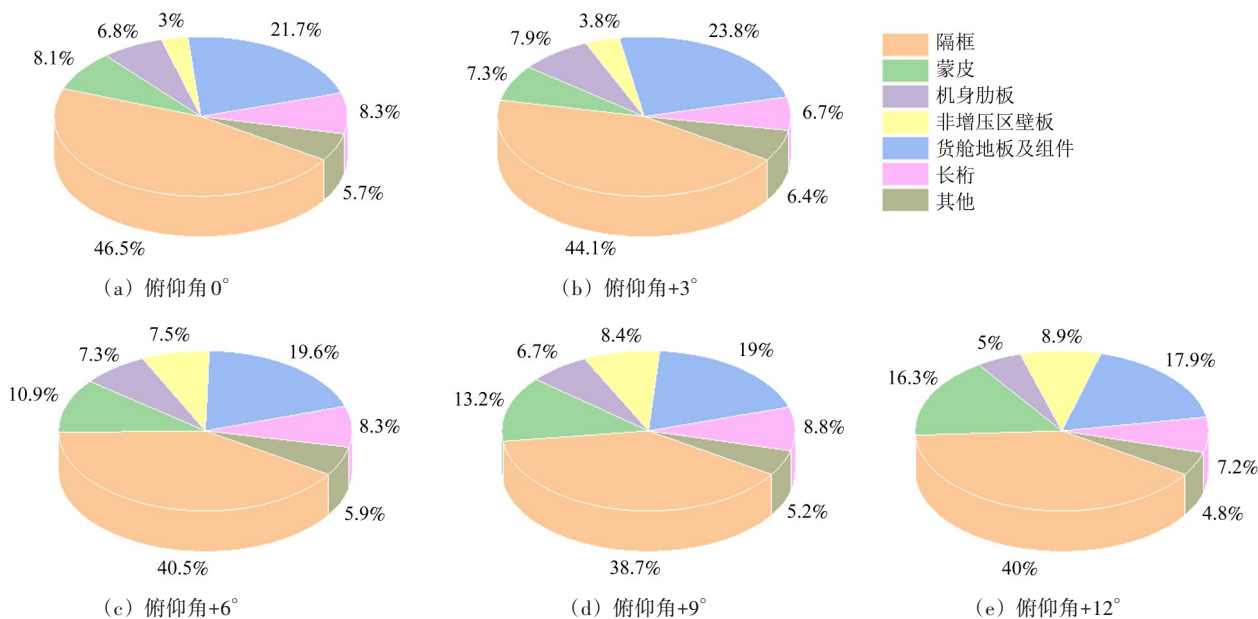


图11 不同坠撞姿态下主要结构吸能占比

Fig. 11 Proportion of energy absorption by primary components across different impact postures

5 结论

采用有限元仿真的方法研究了不同工况下BWB民用飞机的坠撞动力学响应,分析了坠撞过程中BWB客舱可生存空间的保持、乘员受载情况以及结构的吸能特性,评估了BWB构型民机在不同俯仰角姿态下的适坠性,得到了以下主要结论:

1) 相比于传统管翼构型飞机,翼身融合升力体机身提供了更好的结构完整性,在客舱空间的保持方面更稳定,在0°、+3°、+6°、+9°+12°俯仰角工况下,不易发生客舱的完全断裂,能够提供足够的乘员可生存空间。由于后部机身客舱地板以下区域可压溃距离较短,在未来的BWB飞机适坠性设计中,需要着重考虑该位置。

2) 坠撞工况下BWB客舱地板的加速度水平总体上高于管翼构型飞机。在载荷的分布方面,靠近中央过道处的加速度载荷要大于机身两侧;中前部的加速度载荷相对客舱尾部较高。在+6°俯仰角的工况下,客舱地板加速度载荷整体较低,相较于0°俯仰角的工

况,有效降低了乘客受载,乘员伤害稳定位于可接受范围。因此在迫降时,调整合适的俯仰角让BWB尾部非增压区先触地,可以有效降低乘员受伤的可能性,而适航审定时则可以考虑较为严酷的0°工况进行适坠性评估。

3) 隔框仍是吸收能量最多的机身部件。更宽的下部空间使货舱地板下部结构起到了更重要的吸能作用。随着俯仰角的增大,非增压区结构的吸能占比逐渐提升。

本研究分析了BWB民用飞机在不同俯仰角下的坠撞响应,以评估飞机的适坠性,可以为BWB结构适坠性设计、适航法规等提供参考,但所采用的模型存在一定的局限性,例如建立的模型忽略了铆钉等连接件在坠撞过程中的作用。下一步,将建立更加真实的翼身融合飞机模型,在后续工作中深入研究。

参考文献 (References)

- [1] Velicki A, Thrash P, Jegley D. Airframe development for the hybrid wing body aircraft [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting

- including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA, 2009: AIAA2009-932.
- [2] Vicroy D. Blended-wing-body low-speed flight dynamics; summary of ground tests and sample results [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2009: AIAA2009-933.
 - [3] 夏明, 巩文秀, 郑建强, 等. 欧美翼身融合大型民机方案综述[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(3): 123-134.
Xia Ming, Gong Wenxiu, Zheng Jianqiang, et al. A review of blended-wing-body for large civil aircraft of Europe and America [J]. Civil Aircraft Design & Research, 2021(3): 123-134. (In Chinese)
 - [4] Okonkwo P, Smith H. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 82: 1-23.
 - [5] Bravo-Mosquera P D, Catalano F M, Zingg D W. Unconventional aircraft for civil aviation: a review of concepts and design methodologies [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2022, 131: 100813.
 - [6] 王振国, 梁剑寒, 范晓楠, 等. 吸气式高速飞行器一体化方案: 回顾与展望[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(8): 13-25.
Wang Zhenguo, Liang Jianhan, Fan Xiaoqiang, et al. Integrated scheme of air-breathing high-speed aircraft: review and prospect [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(8): 13-25. (In Chinese)
 - [7] Chen Z L, Zhang M H, Chen Y C, et al. Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(8): 1797-1827.
 - [8] Nickol C L, Haller W J. Assessment of the performance potential of advanced subsonic transport concepts for NASA's environmentally responsible aviation project [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2016: AIAA2016-1030.
 - [9] 邹田春, 郝鹏, 冯振宇, 等. 斜撑杆对复合材料机身段适坠性能的影响研究[J]. 机械强度, 2013, 35(4): 546-550.
Zou Tianchun, Hao Peng, Feng Zhenyu, et al. Research on effects of oblique struts on crashworthiness properties of fuselage sections [J]. Journal of Mechanical Strength, 2013, 35(4): 546-550. (In Chinese)
 - [10] 邹田春, 牟浩蕾, 任健, 等. 滚转角度对民机机身结构耐撞性能的影响[J]. 机械强度, 2014, 36(1): 139-143.
Zou Tianchun, Mou Haolei, Ren Jian, et al. Effects of roll angles on civil aircraft fuselage crashworthiness [J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36(1): 139-143. (In Chinese)
 - [11] 解江, 牟浩蕾, 邹田春, 等. 货舱载荷对复合材料机身框段适坠性影响分析[J]. 机械强度, 2017, 39(1): 100-105.
Xie Jiang, Mou Haolei, Zou Tianchun, et al. Simulation analysis of cargo loading on crashworthiness of composite fuselage section [J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 39(1): 100-105. (In Chinese)
 - [12] 白春玉, 刘小川, 惠旭龙, 等. 民机适坠性研究中的垂向坠撞速度问题探讨[J]. 航空科学技术, 2020, 31(9): 11-17.
Bai Chunyu, Liu Xiaochuan, Hui Xulong, et al. Discussion on the problem of vertical crash velocity in the study of the crashworthiness of civil aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(9): 11-17. (In Chinese)
 - [13] 朱鲜飞, 冯蕴雯, 薛小锋, 等. 基于乘员响应的民机典型机身段结构适坠性分析与评估[J]. 机械强度, 2020, 42(3): 617-630.
Zhu Xianfei, Feng Yunwen, Xue Xiaofeng, et al. Analysis and evaluation fuselage section's crashworthiness of typical civil airplane based on passenger response [J]. Journal of Mechanical Strength, 2020, 42(3): 617-630. (In Chinese)
 - [14] Mou H L, Xie J, Feng Z Y. Research status and future development of crashworthiness of civil aircraft fuselage structures: an overview [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 119: 100644.
 - [15] 刘小川, 惠旭龙, 张欣玥, 等. 典型民用飞机全机坠撞实验研究[J]. 航空学报, 2024, 45(5): 377-397.
Liu Xiaochuan, Hui Xulong, Zhang Xinyue, et al. Full-scale crash experimental study of typical civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 377-397. (In Chinese)
 - [16] Williams M S, Hayduk R J. Vertical drop test of a transport fuselage center section including the wheel wells [J]. Cornell Univ Final Report, 1983.
 - [17] Fasanella E L, Alfaro-bou E. Vertical drop test of a transport fuselage section located aft of the wing [R]. Hampton: Langley Research Center, 1986: 10-24.
 - [18] Fasanella E L, Widmayer E, Robinson M P. Structural analysis of the controlled impact demonstration of a jet transport airplane [J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(4): 274-280.
 - [19] Hayduk R, Fasanella E, Alfaro-bou E. Full-scale transport controlled impact demonstration preliminary NASA structural data [C]//26th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 1985: 1985-712.
 - [20] Logue T, McGuire R, Reinhardt R, et al. Vertical drop test of a narrow-body fuselage section with overhead stowage bins and auxiliary fuel tank system on board [R]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 1995: 7-11.
 - [21] Abramowitz A, Vu T, Smith T. Vertical drop test of a narrow-body transport fuselage section with a conformable auxiliary fuel tank on board [R]. United States: Federal Aviation Administration, 2000: 9-14.
 - [22] Rassian M. Virtual test and simulation [C]//AIAA Complex Aerospace Systems Exchange. Reston: AIAA, 2013: 1-25.
 - [23] 牟浩蕾, 谢威威, 解江, 等. 坠撞环境下乘员伤害分析及飞机适坠性评估[J]. 航空学报, 2024, 45(3): 228786.
Mou Haolei, Xie Weiwei, Xie Jiang, et al. Occupant injury analysis and aircraft crashworthiness evaluation under crash scenarios [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(3): 228786. (In Chinese)
 - [24] 牟浩蕾, 解江, 冯振宇, 等. 大型运输类飞机典型机身框段坠撞特性分析[J]. 航空学报, 2023, 44(9): 227512.
Mou Haolei, Xie Jiang, Feng Zhenyu, et al. Crashworthiness characteristics analysis of typical fuselage section of large transport aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(9): 227512. (In Chinese)

- [25] Liebeck R, Page M, Rawdon B. Blended-wing-body subsonic commercial transport [C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1998: AIAA1998-438.
- [26] Bonet J T, Schellenger H G, Rawdon B K, et al. Environmentally responsible aviation (ERA) project-N+2 advanced vehicle concepts study and conceptual design of subscale test vehicle (STV) final report [R]. Bakersfield: Armstrong Flight Research Center, 2014: 2-5.
- [27] Trittler M, Fichter W, Voit-nitschmann R, et al. Preliminary system identification of the blended wing body flight demonstrator VELA 2 from flight data [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: AIAA2008-6896.
- [28] Sturm R, Hepperle M. Crashworthiness and ditching behaviour of blended-wing-body (BWB) aircraft design [J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2015, 20(6): 592-601.
- [29] 解江, 牟浩蕾, 冯振宇, 等. 大飞机典型货舱下部结构冲击试验及数值模拟 [J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 525890.
- Xie Jiang, Mou Haolei, Feng Zhenyu, et al. Impact characteristics of typical sub-cargo structure of large aircraft: tests and numerical simulation [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(6): 525890. (In Chinese)
- [30] Adams A, Lankarani H M. A modern aerospace modeling approach for evaluation of aircraft fuselage crashworthiness [J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2003, 8(4): 401-413.
- [31] Kumakura I, Minegishi M, Iwasaki K. Impact simulation of simplified structural models of aircraft fuselage [C]//2000 World Aviation Conference. Reston: AIAA, 2000: AIAA2000-5586.
- [32] Transport Aircraft Crashworthiness and Ditching Working Group. Transport Aircraft Crashworthiness and Ditching Working Group Report to FAA [R]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2018: 16-17.
- [33] 程坤. 典型运输类飞机客舱地板下部结构坠撞特性研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 59-71.
- Cheng Kun. Study on crashworthiness characteristics of substructure of passenger cabin floor of typical transport aircraft [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020: 59-71. (In Chinese)
- [34] Eiband A. Human tolerance to rapidly applied accelerations: a summary of the literature [R]. Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1959: 48-66.

Analysis of crash response of a typical blended wing body aircraft under various emergency landing attitudes

XIE Jiang¹ CHENG Siwuwei² HE Junlong³ SHI Xiaopeng¹

(1. Research Institute of Science and Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

(2. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

(3. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: [Objective] In order to investigate the structural response of a blended-wing-body aircraft under various emergency landing attitudes, a full-scale finite element model of the BWB aircraft was established, encompassing the main structural components of the aircraft, including frames, stringers, cargo floor, cabin floor, support column, and fuselage ribs, among others. [Methods] Numerical simulation studies were conducted under pitch attitudes of 0°, +3°, +6°, +9°, and +12°, with a focus on analyzing the preservation of cabin space, acceleration loads at the seat track locations, and the impact characteristics of the main load-bearing structures under different conditions. [Results] The results indicate that the cabin area of the lifting body fuselage remains essentially intact under various conditions, with the survivable space maintained; the blended-wing-body configuration aircraft generates higher acceleration loads during crashes, and the crash attitude significantly affects the loads experienced by occupants. Touching down first in the non-pressurized tail area can effectively reduce the acceleration loads experienced by passengers during a crash event. Acceleration loads near the central aisle are greater than those on the sides of the fuselage. In the field of structural energy absorption, the frame is the primary energy-absorbing structure, followed by the cargo floor and its supporting components.

Key words: Blended wing body; Crashworthiness; Failure mode; Acceleration response; Numerical simulation

Corresponding author: XIE Jiang, E-mail: xiejiang5@126.com

Fund: National Key Research and Development Program of China (2022YFB4301000)

Received: 2024-10-22

Revised: 2025-01-08

(编辑: 刘欢欢)